

KMAP の例題 (3) – 飛行機設計と空力係数推算

H23. 9. 12 (B) 片柳亮二

1. 飛行性能要求値の設定

与えられたミッションと要求性能を満足する調和のとれた飛行機を設計するには、従来の統計データを基に、初期の諸元を仮設定し、それらを何度も見直して次第に最適な機体へと仕上げていく。この初期段階の設計作業はを概念設計と言い、機体の善し悪しを決める上で重要である。ここではまず、旅客機の概念設計に必要な性能要求値について述べる。具体的には次のような項目を決める必要がある。

CDES. P450B1. DAT (ケース 1)

<< 4.1 性能要求値の設定 ($M \leq 0.85$) >>

1 乗員・乗客数	Npassen = 0.45000E+03 (名)
2 ペイロード (除く乗客)	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離 (巡航)	R3 = 0.12000E+02 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.85000E+00 (—)
6 巡航推力比 (999 で 36' = 1/4 の自動計算)	ET0 = 0.99900E+03 (—)
7 巡航時推力 1kgf あたりの燃料消費率	bJ = 0.60000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.30000E+04 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.20000E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	δf_{maxT0} = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δf_{maxLD} = 0.40000E+02 (deg)

ここで、“接地速度”が要求値入っているのは、着陸滑走路長が十分長い空港で運用する場合に、着陸速度が高くなることを防ぐためである。

2. 初期離陸重量の設定

KMAP による飛行機の概念設計は、インプットデータで与えられた初期の離陸重量をもとに、その 0.6 倍～1.5 倍の範囲で離陸重量を変化させて、最適な離陸重量を探索する。具体的には、インプットデータとして次の値を設定する必要がある。

 << 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A) 入力データ

(A.1) 離着陸検討用データ

1 着陸開始高度		Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 着陸開始マッハ数(0の時 VKEAS から計算)		M = 0.00000E+00 (-)
3 着陸開始速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.16500E+03 (kt)	
4 離陸重量 (新設計開始時)	WTO = 0.33500E+03 (tf)	
5 着陸重量 (設計で自動修正)	WLD = 0.19700E+03 (tf)	
6 脚(UP=0, DN=1)	NGEAR = 1 (-)	
7 フラップ型式	NFTYPE = 1 (-)	
(NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot)		
(NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane)		

ここで、着陸重量については、設計の結果で自動修正されるので、適当な値(離陸重量と同じでもよい)をいれておく。

3. 初期機体形状の設定

KMAPは強力な飛行機設計ツールであるが、飛行機の形を編み出してくれるものではない。KMAPは、与えられた機体形状について、飛行性能および飛行特性を満足する機体規模(大きさと重量)の最適値を提案してくれるだけである。ユーザーは、インプットデータとして、初期の機体形状を準備する必要がある。これについては、“KMAPの例題(2)－飛行機形状データの設定”を参照願いたい。

4. KMAPによる飛行機設計の実行

ここでは、初期機体形状が設定されたインプットデータが“KMAPの例題(2)－飛行機形状データの設定”の方法によって完成しているとして話しを進める。このインプットデータは“CDES.RK1.DAT”とする。

(1) KMAPの起動

C:\¥KMAP フォルダ内の、“KMAP**実行スタートファイル.BAT” (**はバージョン番号) バッチファイルをダブルクリックすると、解析プログラムKMAPが起動する(下記)。

```
##### < KMAP** 解析内容選択 > #####
##                                     (20** ***) ##
## 1 : 航空機, ロボット, 工作機械, 自動車, 船および水中ビークル ##
##   の運動, 制御, 振動, 最適化解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[1]~[6] を参照下さい) ##
##                                     ##
## 2 : 有限要素法(FEM)による構造物の弾性解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[5] を参照下さい) ##
##                                     ##
## 3 : 差分法(FDM)による流体, 熱の流れの解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[5] を参照下さい) ##
## 9 : 終了 ##
##   ----- (参考図書) ----- ##
##   [1] 航空機の運動解析プログラムKMAP, 産業図書, 2007. ##
##   [2] 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007. ##
##   [3] KMAPによる制御工学演習, 産業図書, 2008. ##
##   [4] KMAPによる飛行機設計演習, 産業図書, 2009. ##
##   [5] KMAPによる工学解析入門, 産業図書, 2011. ##
##   [6] 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011. ##
#####
●何を解析しますか? 1, 2, 3, 9 を選択 -->
```

“1” を選択

(2) 解析の細部メニュー

上記メニューで“1”を選択すると、解析1の細部メニューが次のように表示される(下記).

解析1の細部メニューが表示

```
*****
* [1] : 航空機, ロボット, 工作機械, 自動車, 船および水中ビークル *
*       の運動, 制御, 振動, 最適化解析                               *
*****
< データファイル名の頭の部分を, 下記「」内の文字にすることで
  解析内容が下記のように分類されます >

1 : 一般(下記以外) ⇒ 航空機の運動・制御系解析

2 : 「CDES」       ⇒ 航空機の概念設計および運動・制御系解析

3 : 「CDES.WAT」   ⇒ 水中ビークルの運動・制御系解析

4 : 「EIGE」       ⇒ ・基礎的な制御工学の問題
                       ・振動工学の問題
                       ・最適化問題
                       ・ロボットの制御
                       ・自動車の制御
                       ・船の制御

5 : 「EIGE.MEC」   ⇒ 工作機械の制御解析

6 : 「HAYA」       ⇒ キーインなしで航空機シミュレーション
=====
●上記の解析内容 1~6 を選択 -->
```

“2”を選択

(3) 既存データファイルの呼び出し

上記6つの細部メニューから，“2”を選択すると、航空機の概念設計解析ルーチンに入り、次のように表示される。

```
< データファイル利用方法 >
1 : 既存のファイルでそのまま解析実行
2 : 既存のファイルをコピー利用して新規作成
3 : 例題ファイル(下記にリスト表示される)をコピー利用して新規作成
=====
●データファイル利用方法 1, 2, 3 を選択 -->
```

“1”を選択

ここで，“1”（既存ファイル利用）をキーインすると，次のように表示される．

```

(途中省略)
2010/10/09 22:21      19,171 CDES.P800D1.DAT
2011/04/16 22:15      19,139 CDES.P800E.DAT
2011/09/04 15:04      17,630 CDES.RK1.DAT
2011/04/16 22:11      17,695 CDES.RK2.DAT
(途中省略)
***** 既存データファイル名を入力してください *****
(入力例： *****.DAT) (.DATまで入力)

(注意)：ファイル名にはカンマの文字は使用しないで下さい。

上記表示されたデータファイルを利用する場合は，上記ファイル名を
下記要領で記憶し入力してください。
①右クリックし，メニューから「範囲指定」をクリック
②左クリックを押しながらファイル名を反転表示し，Enter 押す
③右クリックし，メニューから「貼り付け」をクリック

●既存データファイル名を入力 -->

```

上記手順で“CDES.RK1.DAT”を貼り付け

ここで，“CDES.RK1.DAT”を上記手順で貼り付け（または，直接キーインしてもよい），“Enter キー”を押すと次のように解析メニューが表示される．

```

1 個のファイルを移動しました。
現在のファイル名：CDES.RK1.DAT
                  CDES.P450B1.DAT (ケース1)

... IPRNT=0 : シミュレーションのみ
          =2 : 飛行機設計・解析およびシミュレーション
          =3 : シミュレーションデータ加工 (TMAX>40 秒)
----(INPUT)---- IPRNT=

```

“2”を選択

上記の3つの IPRNT メニューから，“2”を選択すると，飛行機設計が開始され，次のように表示される．

●飛行機設計の方法選択

NDESN=0 : 通常機(燃料重量が変化)の性能計算/制御系解析

NDESN=1 : 通常機(燃料重量が変化)の新規機体設計

NDESN=2 : 電池,人力等(重量が変化なし)の性能計算/制御系解析

NDESN=3 : 電池,人力等(重量が変化なし)の新規機体設計

----(INPUT)---- NDESN=

“1”を選択

上記の4つのNDESNメニューから,“1”を選択すると,通常の飛行機(燃料重量が変化)の新規機体設計が開始され,次のように表示される.

●アスペクト比(縦横比 $A=b^2/S$)を入力しますか?

(アスペクト比 A =一定として設計が実施されます)

現在のアスペクト比 $A= 0.69514E+01$

--> INPUT (99 入力で元データのままで)

“99”または“アスペクト比”を入力

アスペクト比を入力するのは,設計過程において主翼形状のアスペクト比を一定として解析を進めるためである.アスペクト比が変化すると機体のイメージが異なってしまうのを避けるためである.

ここで,アスペクト比を“8”と入力すると,次のように表示される.

●アスペクト比(縦横比 $A=b^2/S$)を入力しますか?

8.00000

旧スパン $b= 0.59600E+02 \Rightarrow$ 新スパン $b=\sqrt{A \cdot S} = 0.63937E+02$ (m)

●製造可能な自重比を,統計値から何%重くしますか?(軽くする場合は負)

-4: 統計値よりかなり減少.....(-10%)

-3: 統計値よりさらに減少.....(-7%)

-2: 統計値より減少.....(-5%)

-1: 統計値より少し減少.....(-3%)

0: 統計値(現存機の最良状態).....(0%)

1: 統計値より少し増加.....(+3%)

2: 統計値より増加.....(+5%)

3: 統計値よりさらに増加.....(+7%)

4: 統計値よりかなり増加.....(+10%)

9: 統計値の代わりに自重比(一定値)を入力

<< この-4~4, 9の値を入力して下さい >>

KMAPの飛行機設計では、初期の離陸重量をもとに、その0.6倍～1.5倍の範囲で離陸重量を変化させて、最適な離陸重量を探索していく。このとき、自重比(離陸重量から乗員・乗客、パイロード、燃料をなくした重量を離陸重量で割ったもの)が統計値よりも小さい、すなわち実用化された機体よりも軽いとすると製造リスクがある。しかし、いま設計しようとする機体に新技術を適用して統計値よりも軽くできる(その逆もある)場合には、比較するべき統計値を増減することが必要である。そこでKMAPでは、上記統計値メニューの-4～4または9を選択できるようになっている。

ここでは、“0”を選択して次に進めると、次のように表示される。

<< 4.1 性能要求値の設定 (M≤0.85) >>	
1 乗員・乗客数	Npassen = 0.45000E+03 (名)
2 パイロード(除く乗客)	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	R3 = 0.12000E+02 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.85000E+00 (—)
(等価速度 VKEAS= 0.26632E+03 (kt) 真速度 Vtrue= 0.25091E+03 (m/s))	
6 巡航推力比	ETO = 0.25100E+00 (—)
7 巡航時推力 1kgf あたりの燃料消費率	bJ = 0.60000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.30000E+04 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.20000E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	δ fmaxT0 = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δ fmaxLD = 0.40000E+02 (deg)
●何を修正しますか? (番号キー), 修正なし(完了)=0	

性能要求値は変更なしとして“0”を選択すると、次のように表示される。

 << 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A.1) 離着陸検討用データ

1 着陸開始高度 Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
 2 着陸開始マッハ数(0の時 VKEAS から計算) M = 0.00000E+00 (-)
 3 着陸開始速度 (等価対気速度) VKEAS = 0.16500E+03 (kt)
 4 離陸重量 (新設計開始時) WTO = 0.33500E+03 (tf)
 5 着陸重量 (設計で自動修正) WLD = 0.19700E+03 (tf)
 6 脚(UP=0, DN=1) NGEAR = 1 (-)
 7 フラップ型式 NFTYPE = 1 (-)
 (NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot)
 (NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane)
 ●何を修正しますか?(番号キー), 修正なし(完了)=0

離着陸用データも変更なしとして“0”を選択すると、次のように表示される。

//////////

1 = 主翼の面積
 2 = 主翼のスパン
 3 = 主翼の先細比, 前縁後退角, 上反角, 主翼上下位置
 4 = 主翼の断面形状
 5 = フラップ形状
 6 = エルロン形状
 7 = 水平尾翼の面積, スパン, 先細比, 前縁後退角, 上反角, 水尾上下位置
 8 = 胴体中心の主翼後縁から水尾前縁までの距離
 9 = 水平尾翼の断面形状
 10 = エレベータ形状
 11 = 垂直尾翼の面積, スパン, 先細比, 前縁後退角
 12 = 胴体中心の主翼後縁から垂尾前縁までの距離
 13 = 垂直尾翼の断面形状
 14 = ラダー形状
 15 = 胴体長さ, 機首部長さ, 機首を除く前胴部長さ
 16 = 胴体直径
 ●何を修正しますか?(番号キー), 修正なし(完了)=0

機体形状データも変更なしとして“0”を選択すると、離陸重量の探索が開始され、次のように表示される。

 << 4.4 推力重量比(T/W)to, 翼面荷重(W/S)to の策定 >>
 ①巡航飛行条件と空力係数 CD0,k
 巡航速度 Vcr= 0.25091E+03 (m/s) マッハ数 M= 0.85000E+00
 (途中省略)

離陸重量探索結果(推移)
 *** 1 回目 ***

	離陸重量 Wto	Wemp/Wto(解析)	(統計値)	翼面荷重 Wto/S
[1]	0.50300E+03	0.49207E+00	0.41649E+00	0.63193E+03
[2]	0.49600E+03	0.49117E+00	0.41678E+00	0.63223E+03
[3]	0.49000E+03	0.49030E+00	0.41708E+00	0.63196E+03
(途中省略)				
[48]	0.21900E+03	0.37544E+00	0.43728E+00	0.62687E+03
[49]	0.21300E+03	0.36982E+00	0.43800E+00	0.62675E+03
[50]	0.20700E+03	0.36351E+00	0.43874E+00	0.62657E+03

●この重量探索計算を続行する? Yes=0, No=1

初期の離陸重量をもとに、その 0.6 倍～1.5 倍の範囲で離陸重量 50 個に分けて自重比 Wemp/Wto を推算し、その中で統計値と等しくなる離陸重量を求めていく。そして、次にこの離陸重量に対して 0.6 倍～1.5 倍の範囲で 50 個に分けて、同様に自重比 Wemp/Wto を推算していく。最終的に離陸重量が変動しなくなった時点で解析を終了する。

もし、最初の自重比の推算において、統計値と等しくなる解が大きく離れている場合は、重量探索は 1 回のみでやめて、初期の離陸重量や性能要求値を見直した方が早く正解に到達する。ここでは、上記計算を続行するとして、“0”を選択すると次のように表示される。

W(emp OK)= 0.29700E+03 W(A OK)= 0.20700E+03 → WTO= 0.29700E+03 (tf)
 Wempty/WTO(解析値)= 0.43012E+00 Wempty/WTO(統計値下限)= 0.42950E+00
 (途中省略)

離陸重量探索結果(推移)
 297.000000
 *** 2 回目 ***

	離陸重量 Wto	Wemp/Wto(解析)	(統計値)	翼面荷重 Wto/S
[1]	0.44500E+03	0.48111E+00	0.41944E+00	0.63124E+03
[2]	0.44000E+03	0.47946E+00	0.41974E+00	0.63166E+03
[3]	0.43500E+03	0.47844E+00	0.42004E+00	0.63101E+03
(途中省略)				

 2 回目の探索で重量変動が 1% 以内に収束しました。

このように、重量探索が完了すると、次のように計算条件、飛行性能と要求値、機体諸元(設計結果)、重量の内訳が表示される。初期の離陸重量 335tf の機体が、新たな性能要求値を満足する機体として、離陸重量 297tf の機体が得られた。

表(a) 計算条件

アスペクト比	A= 0.8000E+01 (—)
乗員・乗客数	N _{passen} = 450 (名)
ペイロード	W _{pay} = 0.0000E+00 (kgf)
自重比の統計値増加量	= 0.0000E+00 (%)
巡航燃費	b _J = 0.6000E+00 (kgf/hr)
巡航推力比	ET ₀ = 0.2510E+00 (—)
巡航条件	0.36000E+05 (ft), 0.8500E+00 (M) (V _{cr} = 0.2509E+03 (m/s))

表(b) 飛行性能と要求値

航続距離	R ₃ = 0.12000E+05 (km)	要求値	R ₃ = 0.12000E+05
離陸滑走路長	s _{T0} = 0.29872E+04 (m)	要求値	s _{T0} = 0.30000E+04
〃 滑走路長	s ₀ = 0.17317E+04 (m)		
着陸滑走路長	L _d = 0.16214E+04 (m)	要求値	L _d = 0.20000E+04
〃 滑走路長	L ₀ = 0.64855E+03 (m)		
接地速度	V _{TD} = 0.12000E+03 (kt)	要求値	V _{TD} = 0.12000E+03
離陸推力	(T) t ₀ = 0.66200E+02 (tf)		
揚抗比	CL/CD= 0.17641E+02 (—)		

表(c) 機体諸元(設計結果)

離陸重量	W _{t0} = 0.2970E+03 (tf)
着陸重量	W _{LD} = 0.1800E+03 (tf)
主翼面積	S= 0.4720E+03 (m ²)
スパン	b= 0.6140E+02 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.3200E+00 (—)
前縁後退角	∧ LE = 0.3970E+02 (deg)
上反角	Γ = 0.4500E+01 (deg)
胴体長さ	LB= 0.6150E+02 (m)
平均空力翼弦	CBAR= 0.8370E+01 (m)
翼面荷重	W _{t0} /S= 0.6292E+03 (kgf/m ²)

表(d) 重量の内訳

自重比	W _{empty} /W _{t0} = 0.4298E+00 (—)
人+ペイロード比	W _{fixed} /W _{t0} = 0.1515E+00 (—)
燃料重量比	W _{fuel} /W _{t0} = 0.4187E+00 (—)
自重	W _{empty} = 0.1277E+03 (tf)
人+ペイロード	W _{fixed} = 0.4500E+02 (tf)
燃料重量	W _{fuel} = 0.1243E+03 (tf)

設計された機体の3面図は、“C:\KMAP\Excel図”のフォルダを開け，“KMAP(機体図)7.xls”のExcel図を表示し，データ部分の適当な所にカーソルを置いて右クリックして，“データ更新”を行うと図4.1に示すような機体3面図が表示できる。(ワードファイルには“拡張メタファイル”として貼り付ける)

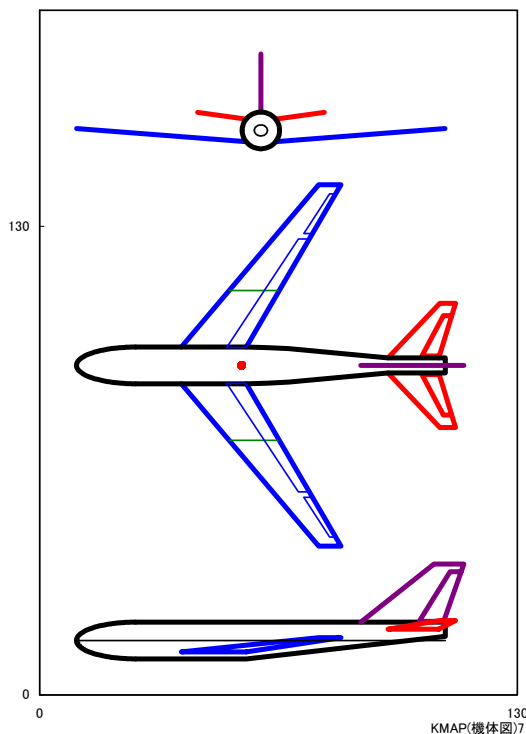


図 4.1 設計された機体の3面図

5. 空力係数の推算

上記で述べたKMAPによる飛行機設計を実施すると，インプットデータの下記(運動計算の飛行条件記述部分)の飛行条件における空力係数が自動的に推算される。

```
***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****
Start Hp(ft= 0.1500E+04
Start VKEAS= 0.1650E+03
```

推算された空力係数は，次のように表示される。

<空力係数推算結果>

高度 $H_p = 0.15000E+01$ (×1000ft) マッハ数 $M = 0.25631E+00$
 等価対気速度 $V_{KEAS} = 0.16500E+03$ 機体重量 $Weight = 0.18000E+03$ (tf)
 揚力係数 $C_L = 0.84754E+00$ 抗力係数 $C_D = 0.51585E-01$
 揚抗比 $C_L/C_D = 0.16430E+02$ 迎角 $\alpha = 0.35499E+01$ (deg)
 脚(GEAR)-DN フラップ° $\delta f = 0.20000E+02$ (deg)
 $I_x = 2.0 * b^{**2} * Weight / 1000.0 = 0.13572E+07$ (kgf·m·s²)
 $I_y = 4.5 * LB^{**2} * Weight / 1000.0 = 0.30636E+07$ (kgf·m·s²)
 $I_z = 0.95 * (I_x + I_y) = 0.41998E+07$ (kgf·m·s²)
 $I_{xz} = 0.1 * I_x = 0.13572E+06$ (kgf·m·s²)

<推算結果>

$C_L \alpha = 0.10321E+00$ (1/deg)
 $C_L \delta e = 0.53744E-02$ (1/deg)
 $C_L \delta f = 0.24058E-01$ (1/deg)
 $C_m \alpha = -0.27592E-01$ (1/deg)
 $C_m \delta e = -0.20196E-01$ (1/deg)
 $C_m \delta f = -0.75027E-02$ (1/deg)
 $C_m q = -0.27031E+02$ (1/rad)
 ◇ $C_m \alpha \dot{\alpha} = -0.82429E+01$ (1/rad)
 $k = 0.48769E-01$ (—)
 $C_{D0}(F/UP, G/UP) = 0.16553E-01$
 $\Delta C_D(FLAP) = 0.24038E-01$
 $\Delta C_D(GEAR) = 0.10000E-01$
 $(C_{D0all} = C_{D0} + \Delta C_D(FLAP) + \Delta C_D(GEAR))$
 $C_{D0all} = 0.50591E-01$ (—)
 $CD | \delta f | = 0.12019E-02$ (1/deg)

<参考(大型旅客機, ハ°ワ-77°ロ-子)>

$= 0.99800E-01$ (1/deg)
 $= 0.59000E-02$ (1/deg)
 $= 0.27200E-01$ (1/deg)
 $= -0.22000E-01$ (1/deg)
 $= -0.23400E-01$ (1/deg)
 $= 0.00000E+00$ (1/deg)
 $= -0.20800E+02$ (1/rad)
 $= -0.32000E+01$ (1/rad)
 $= 0.52200E-01$ (—)
 $= -0.16800E-01$ (1/deg)
 $= 0.30500E-02$ (1/deg)
 ◇ $= -0.38600E-02$ (1/deg)
 $= -0.80000E-03$ (1/deg)
 $= 0.12000E-03$ (1/deg)
 $= -0.45000E+00$ (1/rad)
 ◇ $= 0.10100E+00$ (1/rad)
 $= 0.26200E-02$ (1/deg)
 □ $= -0.11000E-03$ (1/deg)
 $= -0.19000E-02$ (1/deg)
 □ $= -0.12100E+00$ (1/rad)
 $= -0.30000E+00$ (1/rad)

(◇ : 大型旅客機の場合で文献より絶対値が大きくなるので注意)

(□ : 大型旅客機の場合で文献より絶対値が小さくなるので注意)

この空力係数推算過程の詳細は，“TES5.DAT”に記述される。

6. まとめ

多くの計算を必要とする飛行機設計作業も，KMAPを用いると，インプットデータから解析に必要な細部データを自動的に算出した後，機体に働く空力係数を推算し，飛行性能および飛行特性を満足する飛行機を簡単に設計できる．図 6.1 に，KMAPによる飛行機設計のながれを示す．

ただし，KMAPは強力な設計ツールであるものの，飛行機の形を編み出してくれるものではないことを理解しておく必要がある．飛行機の形は，設計者自ら創造するものである．KMAPは，与えられた機体形状について，飛行性能および飛行特性を満足する機体規模（大きさと重量）の最適値を提案してくれるだけであり，それを決定するのは設計者自身である．

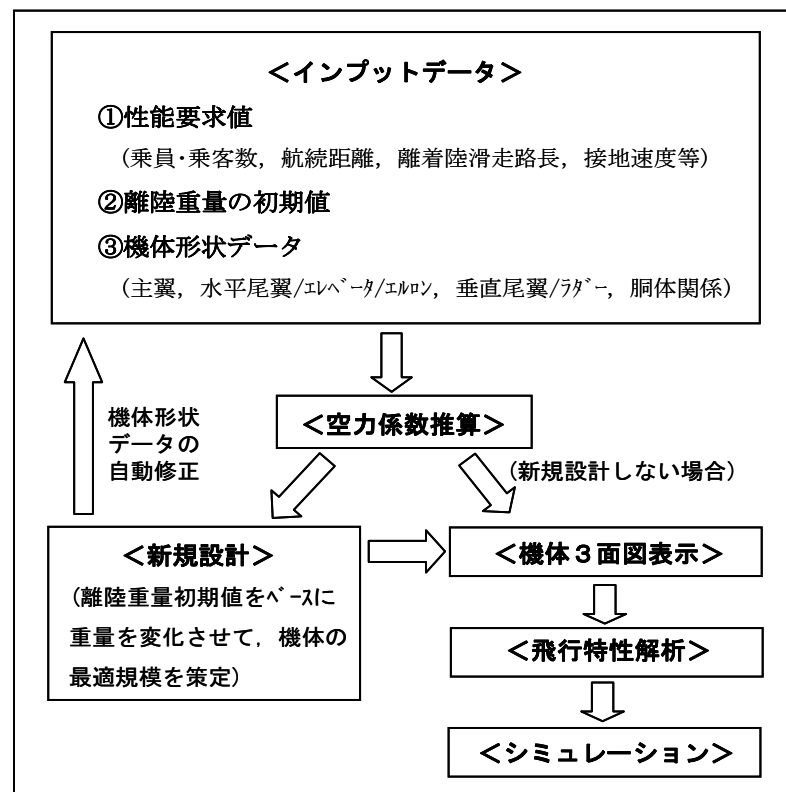


図 6.1 KMAPによる飛行機設計